Orden de 14 de noviembre de 1988 por la que se establecen los requisitos de aeronavegabilidad para las Aeronaves Ultraligeras Motorizadas (ULM).

Ministerio de Transportes, Turismo y Comunicaciones
«BOE» núm. 277, de 18 de noviembre de 1988
Referencia: BOE-A-1988-26623

TEXTO CONSOLIDADO
Última modificación: 6 de agosto de 2003

Ilustrísimo señor:

Ante la frecuencia con que se presentan, en la Dirección General de Aviación Civil, solicitudes para la construcción o importación de aeronaves ultraligeras motorizadas, conocidas por las siglas ULM, se ha observado la conveniencia de crear un marco de regulación apropiado, que sirva como cauce a tales fines.

Los requisitos que se regulan a continuación hallan su apoyo en la Ley 48/1960, sobre Navegación Aérea, y el Real Decreto 2876/1982, por el que se regula el registro de aeronaves de estructura ultraligera y se modifica el registro de aeronaves privadas no mercantiles; y no afectan, en cambio, ni a la construcción de aeronaves por aficionados, que habrá de seguir rigiéndose por la Orden de 31 de mayo de 1982, por la que se aprueba un nuevo Reglamento para Construcción de Aeronaves por Aficionados, ni a la utilización de aeronaves ultraligeras regulada por Orden de 24 de abril de 1986.

En su virtud, este ministerio ha tenido a bien disponer:

Artículo 1. *Objeto.*

La presente Orden tiene como objeto establecer los requisitos para la expedición de un Certificado de Tipo, sin el cual no se permitirá la operación de las Aeronaves Ultraligeras Motorizadas, y sus reglas se aplicarán a la construcción en serie y a la importación de estos vehículos, de tal manera que se pueda garantizar una mayor fiabilidad y calidad de los productos que se ofrezcan al usuario y, como consecuencia, obtener una mayor seguridad en su utilización, tanto para sus ocupantes como para terceras personas que pudieran sufrir daños a causa de un fallo de la aeronave.

Artículo 2. *Definiciones:.*

Peso en vacío.–El peso de la aeronave totalmente terminada y con todo su equipo, sin el combustible utilizable, pero incluyendo el combustible no consumible y la máxima cantidad de aceite lubricante y de líquido refrigerante del motor.

Las condiciones de la aeronave en el momento de determinar el peso en vacío deben estar bien definidas y ser fácilmente repetibles.

Capacidad de combustible.–La cantidad máxima de combustible que puede contener la aeronave.

Peso máximo autorizado.–Será el correspondiente al menor valor de entre los obtenidos de las siguientes formas:

a) El peso máximo de proyecto, de acuerdo con el cálculo estructural, realizado de acuerdo con las normas vigentes.
b) El peso máximo resultante de la aplicación de la presente Orden.

(Párrafo suprimido)
Limitaciones del centro de gravedad.–Se establecerán unas posiciones límites, longitudinal y transversal, del centro de gravedad de la aeronave, que serán las maás restrictivas entre las siguientes:

a) Las definidas en el proyecto.
b) Las que se obtengan en las pruebas estáticas y en vuelo.

El margen de centrado será no menor que el que corresponda al peso de cada ocupante, variando entre un mínimo de 55 kilogramos para un solo ocupante y el máximo previsto (no menor de 85 kilogramos por persona), junto con una variación en el contenido de combustible entre 0 y completamente lleno.
Cargas límites.–Los requisitos de resistencia se especifican en términos de cargas límites, que son las cargas máximas previsibles en servicio.
Cargas últimas.–Son las cargas límites multiplicadas por unos factores de seguridad establecidos. Mientras no se disponga otra cosa, las cargas ultimas son cargas límite.
Cargas de proyecto.–Son las obtenidas en el cálculo teórico, para el cual se considerara un alabeo de 60 grados y no se preverá vuelo invertido.
Coeficiente de planeo.–Relación entre la distancia horizontal recorrida en línea recta y la altura perdida en el mismo tiempo.
Factor de carga.–Relación entre una carga específica y el peso total de la aeronave, teniendo en cuenta que la carga específica puede ser una carga aerodinámica, fuerzas de inercia, o reacciones de suelo o agua.

Artículo 3. *Requisitos mínimos:.*

3.1 Equipo: Toda aeronave definida como ULM, deberá llevar incorporado el siguiente equipo mínimo:

Un anemómetro.
Un altímetro.
Un tacómetro de motor.
Un contador horario totalizador, el cual no necesariamente habrá de estar a la vista del piloto durante el vuelo.
Un cinturón de seguridad para cada ocupante.
Un indicador de cantidad de combustible remanente, a menos que exista la seguridad de que el piloto pueda obtener esta información por medio directo, bien por ser translucido o transparente el depósito de combustible, o merced a otro sistema.
En el caso de aeronaves terrestres, un tren de aterrizaje que conste, como mínimo, de una o varias ruedas de forma que constituyan el tren principal de aterrizaje, sobre el que normalmente se efectúe la toma de contacto con el suelo; y al menos, otra rueda, situada en posición adelantada o retrasada respecto a las principales, la cual podrá ser orientable para facilitar la movilidad en tierra en el caso de que las ruedas del tren principal no estén dotadas de sistemas de frenado independientes. Las ruedas de morro o cola pueden sustituirse por patines o dispositivos similares.
En el caso de aeronaves que hayan de aterrizar o despegar sobre otro tipo de superficie, tales como agua, nieve, hielo, etc., deberá demostrarse su capacidad para desplazarse con seguridad sobre la misma y se establecerán las limitaciones que procedan.

Se considera recomendable la incorporación de:

Un extintor para casos de emergencia.
Luces de posición, situadas en los extremos del ala, que serán rojas a babor y verdes a estribor, o bien una luz de coloración rojo/blanco aeronáutico con una frecuencia de destello comprendida entre 40 y 100 ciclos por minuto.

Una brújula.

Un paracaídas capaz de reducir la velocidad de caída libre de la aeronave a 2,5 metros/segundo.

3.2 Requisitos de construcción:

3.2.1 Líneas de parada.–Cuando los elementos sustentadores o de control se construyan en materiales no rígidos, como telas o similares, en su disposición final deberán disponerse líneas de parada de rasgaduras. Estas líneas consistirán en refuerzos, costuras o cualquier otro dispositivo tal que, situado paralelamente a la cuerda del ala o elemento en cuestión y en toda la longitud de la cuerda, impedirá la progresión de las rasgaduras que se originen entre cada dos de estas líneas de parada.

El número de líneas de parada será tal que en cada semiplano o elemento de control existan como mínimo tres zonas independizadas a efectos de rasgaduras.

3.2.2 Factores de carga de vuelo.–Para la determinación de la carga límite el factor de carga límite será al menos de +3 y -2.

3.2.3 Factor de seguridad.–En general se aplicará un factor de seguridad de 1,5, salvo en los siguientes casos:

a) Si los elementos sustentadores y/o de control de vuelo se construyen en materiales no rígidos, como telas o similares, se debe emplear un factor de seguridad de 2, a menos que se demuestre que con el factor escogido se impiden los fallos debidos a desgarramiento o rotura instantánea, por fallo en las líneas de parada de rasgadura. El factor escogido debe aplicarse a la más crítica de las condiciones de esfuerzos, que se puedan producir durante la operación de la aeronave.

b) Se debe emplear un factor de seguridad mínimo de 5 en el diseño de todas las partes construidas en materiales de fibra, o no metálicos en general, empleados en el aparejo y las ligaduras del habitáculo o zona destinada a los ocupantes. Las uniones primarias de los elementos sustentadores a la zona destinada a ocupantes, deben ser diseñadas de forma que el fallo sea extremadamente remoto o que la rotura de una de ellas no comprometa la seguridad del vuelo.

3.2.4 Otras consideraciones.–Al aplicar un factor de seguridad debe tenerse en cuenta el efecto de la temperatura y otras características operacionales que puedan afectar a la resistencia.

A efectos de proyecto debe suponerse para cada ocupante un peso mínimo de 85 kilogramos y un número máximo de dos plazas.

Cuando, con objeto de proporcionar una mayor comodidad a los ocupantes, se prevea la posibilidad de desplazar los asientos, deberá acotarse dicho desplazamiento, estableciendo los correspondientes topes de fin de carrera.

Las posibles posiciones de los asientos deberán ser compatibles con los límites de desplazamiento del centro de gravedad de la aeronave.

Si la aeronave tiene dos plazas y estas se encuentran situadas lado a lado, se considerará la situada a la izquierda como puesto de mando, debiendo estar a su alcance todos los medios necesarios para el manejo y control de la aeronave, cuando dichos medios no estén duplicados.

Cuando las dos plazas se sitúen en tándem, el constructor definirá y equipará como puesto de mando la plaza que, según sus cálculos, debe considerarse como tal.

En los cálculos de proyecto se considerará que en el caso del vuelo con una sola plaza ocupada, esta deberá coincidir con el puesto de mando.

El piloto debe ser capaz de poner en marcha el motor en vuelo sin especial esfuerzo o habilidad.

3.3 Requisitos de resistencia:

a) La estructura debe ser capaz de soportar las cargas límites sin sufrir efectos perniciosos.

b) La estructura debe ser sometida a ensayos para comprobar su resistencia a cargas últimas sin fallo durante un periodo de tiempo no inferior a tres segundos. Para el caso de elementos sustentadores o de control, se puede aceptar el ensayo de una parte

representativa, suficientemente grande, que incluya costuras críticas, uniones y puntos de amarre, así como otros elementos sometidos a cargas.

c) Se deberá realizar una prueba final de estructura de la zona destinada a los ocupantes, en las condiciones correspondientes al peso máximo autorizado.

La prueba consistirá en dejar caer libremente la estructura contra una superficie horizontal rígida de hormigón hidráulico de 175 kilogramos centímetro cuadrado de resistencia característica, desde una altura de un metro, y de forma que la estructura golpee en posición horizontal y en posiciones giradas 30 y 45 grados respecto de la horizontal en el sentido longitudinal de la aeronave y sin alabeo.

Como consecuencia de esta prueba no deberán producirse en la estructura roturas o deformaciones que pudieran dar lugar a daños graves a los ocupantes.

Como alternativa a la realización de esta prueba, el interesado podrá elegir demostrar el cumplimiento con los requisitos que se establecen en el Anexo a esta Orden.

Artículo 4. *Clasificación de las aeronaves.*

A los efectos de la presente Orden, las aeronaves ultraligeras motorizadas se clasifican en dos categorías:

a) De importación.
b) De construcción nacional.

Y éstas a su vez, en:

b.1 De diseño original.
b.2 De construcción bajo licencia, patente o cesión de derechos de construcción.

Artículo 5. *Aeronaves de importación.*

5.1 Requisitos a cumplimentar para solicitar su certificación: las personas físicas o jurídicas que tengan intención de importar un determinado tipo de ULM, presentarán con la solicitud de certificación los siguientes documentos ante la Dirección General de Aviación Civil:

a) Acta de constitución de la Sociedad o Documento Público que certifique la titularidad de la Empresa, Cédula de Identificación Fiscal de la misma o documento nacional de identidad en el caso de personas físicas. El documento original irá acompañado de una fotocopia y una vez cotejada ésta, se devolverá a quien lo presentó.

b) Documento que acredite la autorización para la venta del tipo de ULM que corresponda o la representación de la firma extranjera constructora del mismo.

c) Licencia de importación de cada ULM.

d) Documentación que acredite el pago de los derechos de aduana.

e) Solicitud de certificado de tipo de la aeronave.

5.2 Documentación técnica a presentar de cada modelo para el que se solicite certificación: Los documentos técnicos mínimos a presentar para obtener el certificado de tipo del modelo, son:

a) Plano de planta, alzado y perfil, con las dimensiones básicas.

b) Despiece total.

c) Características, debidamente acreditadas, de los materiales empleados en la construcción, con indicación de la Norma Técnica Aplicada.

d) Estimación de actuaciones. Deberán indicarse pesos, capacidades, limitaciones, velocidades, cargas límites previstas, etc.

e) Cuando la documentación esté preparada por el constructor de origen, estará firmada por el responsable técnico de dicha firma.

f) Descripción del sistema motopropulsor.

A la vista de la documentación presentada, la Dirección General de Aviación Civil resolverá sobre la viabilidad de dicha solicitud, pudiendo pedir la información complementaria que se necesite si la anteriormente expuesta se considerara insuficiente.

5.3 Control técnico: El control técnico se realizará por el personal inspector del Servicio de Material de Transporte Aéreo, de la Dirección General de Aviación Civil.

El interesado pondrá a disposición de dicho Servicio un ejemplar del modelo a certificar, para realizar las pruebas que se especifican posteriormente.

La Dirección General de Aviación Civil podrá aceptar como garantía sustitutoria de todas o parte de las pruebas que se indican a continuación, la certificación expedida en tal sentido por la autoridad de Aviación Civil del Estado constructor.

5.4 Pruebas estáticas: Una vez que la Dirección General de Aviación Civil comunique al interesado que la documentación aportada en el punto 5.2 ha sido encontrada correcta, se procederá a realizar las pruebas estáticas que el personal Inspector del Servicio de Material estime oportunas, entre las que se llevará a cabo obligatoriamente la prueba de carga límite de vuelo. Los resultados de esta prueba deberán ser sensiblemente similares a los datos concernientes expuestos en la documentación recogida en el mencionado punto 5.2.

Como guía orientativa de las comprobaciones a efectuar sobre el prototipo, se considerarán las siguientes:

a) Comprobación documental de que los materiales utilizados se ajustan a las especificaciones indicadas en el punto 5.2, pudiendo exigirse el ensayo y análisis en un laboratorio aceptado por la Dirección General de Aviación Civil.

b) Se procederá a verificar todos aquellos conjuntos o subconjuntos que pudieran quedar parcial o totalmente ocultos después del montaje.

c) Se supervisarán las pruebas de carga de los principales elementos estructurales en función de la carga límite de vuelo según las especificaciones.

d) El inspector emitirá un informe técnico de las pruebas realizadas.

Una vez encontradas satisfactorias estas pruebas por el inspector, el interesado propondrá fecha y lugar para la realización de las pruebas de vuelo, y solicitará la marca de matrícula necesaria para su realizacion.

5.5 Pruebas en vuelo:

5.5.1 Condiciones generales: Una vez concedida por la Dirección General de Aviación Civil la autorización para la realización de los vuelos de prueba y habiéndose por la misma otorgado la marca de matrícula correspondiente, se realizarán los vuelos bajo la supervisión del Inspector designado.

Previamente, se acreditará la calibración de los instrumentos de que disponga la aeronave prototipo.

Asimismo, se deberá adjuntar certificación acreditativa de las condiciones atmosféricas existentes en el momento de realizarse las pruebas.

Las pruebas se acomodarán a los límites de pesos para los que se desee certificación. Las tolerancias en peso permitidas durante los vuelos de prueba serán de + 5 por 100.

Se realizarán las pruebas mencionadas para las posiciones extremas del centro de gravedad y los pesos máximos y mínimos de proyecto.

En el caso de que la aeronave disponga de dispositivos que permitan variar la sustentación aerodinámica, las pruebas deberán realizarse con los mismos en las posiciones totalmente extendida y totalmente retraída.

Se dispondrán los medios necesarios para la observación del comportamiento de dichas actuaciones por el personal facultativo del Servicio de Material.

En el caso de que, por las características propias del vehículo, se necesite practicar otro tipo de pruebas, estas se determinarán por el Inspector, de lo cual se advertirá al solicitante con un mínimo de quince días de antelación a la fecha prevista de realización.

El solicitante tendrá cubierto por un seguro de responsabilidad civil el daño que pueda causar a terceros, de acuerdo con la legislación vigente.

5.5.2 Carrera de despegue: Se realizarán, al menos, cinco carreras de despegue y se contabilizará la distancia medida desde la posición de parado hasta la posición en que la aeronave haya despegado su tren principal de aterrizaje del suelo, y se considerará la cifra promedio de las carreras.

5.5.3 Carrera de aterrizaje: Se realizarán, al menos, cinco carreras de aterrizaje, considerando la distancia medida desde el punto de contacto del tren principal de aterrizaje, hasta la posición de parada, y se considerará la cifra promedio de las carreras. En caso de

que la aeronave esté dotada de sistema de frenado aerodinámico y/o mecánico, se realizarán las pruebas con y sin la utilización de dicho sistema.

5.5.4. Velocidad máxima: Se establecerá la velocidad máxima mediante al menos cinco pasadas en vuelo horizontal a una altura sobre el terreno de 15 metros, medidas entre dos puntos situados a una distancia de 200 metros.

La aeronave habrá de recorrer al menos una distancia de 50 metros en línea recta antes de iniciar su pasada por el primer punto de la carrera. Se considerará la cifra promedio de las pasadas.

5.5.5 Velocidad de crucero: Se establecerá la velocidad de crucero mediante el promedio establecido en cinco o más pasadas en vuelo horizontal, realizadas entre dos puntos situados a 200 metros, a 15 metros de altura sobre el terreno, estableciendo un umbral de 50 metros volados en línea recta antes del primer punto de carrera.

Estas pruebas deberán realizarse manteniendo el motor en el régimen de crucero establecido en las especificaciones.

5.5.6 Velocidad mínima: Se establecerá la velocidad mínima sobre el mismo tipo de circuito descrito anteriormente, permaneciendo la aeronave a la velocidad mínima de vuelo que se pueda mantener sin peligro de desplome. Se tomará el promedio de las medidas efectuadas.

5.5.7 Virajes: Se realizarán al menos cinco virajes de 360º hacia la derecha manteniendo la altura en el viraje, con el radio de giro mínimo que se pueda obtener; y otros tantos de las mismas características hacia la izquierda.

5.5.8 Pérdidas: Se establecen dos pruebas para determinar la velocidad de pérdida, realizadas a una altura de seguridad sobre el suelo:

1. Prueba de pérdida con motor a régimen de plenos gases.
2. Pruebas de pérdida con motor a régimen de ralentí.

5.5.9 Coeficiente de planeo: Se determinara el coeficiente de planeo mediante la realización de al menos cinco pruebas de descenso con el motor parado, y se tomará como cifra la media de las medidas.

5.5.10 Régimen de subida: Se determinará el régimen de subida mediante la realización de al menos cinco pruebas, midiéndose el tiempo empleado desde el momento del despegue hasta que se alcancen 100 metros de altura sobre el punto de despegue, con el motor suministrando la potencia máxima continua declarada por el fabricante del mismo.

Artículo 6. *Aeronaves de construcción total o parcialmente nacional.*

6.1 Requisitos a cumplimentar para solicitar su certificacion: Los requisitos necesarios para las aeronaves clasificadas en el artículo 4 como de construcción nacional y diseño original serán:

a) Acta de constitución de la Sociedad y Cédula de Identificación Fiscal o documento nacional de identidad si se trata de personas físicas.

b) Relación de medios industriales y humanos, y su estructuración.

c) Localización del inmueble destinado a la construcción, y su disposición.

Para las aeronaves clasificadas en el artículo 4 como de construcción nacional bajo licencia, patente o cesión de derechos de construcción, será necesario presentar, ademas de lo anterior, el documento acreditativo de la cesión de derechos, patente o licencia de fabricación, otorgada por el constructor original.

6.2 Documentación técnica a presentar de cada modelo para el que se solicite la certificación: Los documentos mínimos a presentar serán los siguientes:

a) Los indicados en el apartado 5.2, epígrafes a), b), c), d), e) y f).

b) Si se trata de un diseño totalmente nacional, proyecto del prototipo firmado por un Ingeniero Aeronáutico, inscrito en el Colegio Oficial de Ingenieros Aeronáuticos de España, con su correspondiente visado.

A la vista de la documentación presentada, la Dirección General de Aviación Civil autorizará o denegará la construcción del prototipo, pudiendo a tal fin solicitar la información complementaria que considere necesaria.

6.3 Control técnico: El control técnico será llevado a cabo por el personal Inspector del Servicio de Material de Transporte Aéreo de la Dirección General de Aviación Civil.

El interesado pondrá a disposición de dicho personal Inspector, un ejemplar del modelo a certificar, para realizar las pruebas que se especifican posteriormente.

6.4 Pruebas estáticas del prototipo: Se realizarán las pruebas estáticas conforme a lo establecido en el apartado 5.4.

6.5 Pruebas de vuelo: Se realizarán conforme a lo expuesto en el apartado 5.5.

Artículo 7. *Certificado de tipo.*

Concluidos satisfactoriamente los requisitos descritos en esta Orden, la Dirección General de Aviación Civil expedirá el certificado de tipo, documento por el cual dicha Dirección certifica que la aeronave cumple los requisitos de diseño exigidos en la presente Orden.

Artículo 8. *Construcción de unidades idénticas al prototipo.*

Una vez aprobado el prototipo del modelo, mediante su certificación, la Dirección General de Aviación Civil podrá llevar a cabo las inspecciones que considere necesarias en relación a la fabricación de unidades correspondientes a dicho prototipo, a fin de garantizar la identidad con el mismo.

Para cada ejemplar, el fabricante extenderá un certificado acreditativo de que la aeronave es idéntica al prototipo aprobado y cumple todas las especificaciones contenidas en el certificado de tipo.

La construcción de las unidades deberá realizarse bajo la dirección y supervisión de un Ingeniero o Ingeniero Técnico Aeronáutico.

Cada aeronave deberá llevar fijado, de forma indeleble y en lugar visible, su número de serie correlativo dentro del modelo a que corresponda.

Todo lo anterior es aplicable, asimismo, al montaje de unidades importadas.

Artículo 9. *Modificaciones.*

Cualquier modificación que afecte a especificaciones de materiales, elementos estructurales, planta motriz, hélice o diseño, deberá ser comunicada a la Dirección General de Aviación Civil para su aprobación, si procede.

Si estas modificaciones supusieran alteración en pesos, capacidades o limitaciones establecidas, se requeriría una nueva certificación.

Artículo 10. *Documentación mínima que el constructor deberá entregar al usuario.*

Con toda aeronave deberá ser entregada al usuario la siguiente documentación mínima:

a) Un manual del usuario en que se describan:

Procedimientos normales.
Limitaciones de operación.
Procedimientos de emergencia.
Actuaciones.
Limitaciones de pesos y centrados, incluyendo instrucciones para su ajuste.
Combustibles y lubricantes admitidos.
Procedimientos de montaje, desmontaje y almacenaje.

Instrucciones para el mantenimiento periódico, en que se indiquen las operaciones más importantes a realizar para garantizar la aeronavegabilidad del vehículo; en especial, los cuidados a tener con los puntos de anclaje de los elementos sustentadores, motor y tren de aterrizaje.

b) Un libro de mantenimiento, en el cual el usuario deberá anotar las operaciones importantes que afecten al mantenimiento, tales como montajes, desmontajes, sustituciones de hélices y motores o reparaciones de los mismos. En la anotación se indicará la fecha y las horas de funcionamiento a las que se produce la incidencia.

Artículo 11. *Boletines de servicio.*

El importador o constructor deberá recoger en documentos denominados Boletines de Servicio aquellas modificaciones que considere procedente realizar en la aeronave, quedando obligado a la edición y divulgación entre los usuarios de aquellos Boletines de Servicio, que contengan modificaciones que la experiencia haga necesarias para la segura y fiable utilización de la aeronave. Previamente, cada Boletín de Servicio será remitido al Servicio de Material de Transporte Aéreo de la Dirección General de Aviación Civil para su aprobación, si procede.

Artículo 12. *Conservación de la aeronavegabilidad.*

El propietario será plenamente responsable del mantenimiento y conservación de la aeronavegabilidad de su aeronave.

La Dirección General de Aviación Civil se reserva el derecho de inspeccionar el estado de las aeronaves para comprobar sus condiciones de aeronavegabilidad, cuando lo considere oportuno.

A este efecto, tras la inscripción de la aeronave en el Registro de Matricula de Aeronaves, se entregará al titular, junto con los documentos indicados en el artículo 13 del Real Decreto 2876/1982, el Certificado de Aeronavegabilidad a que se refiere el artículo 36 de la Ley de Navegación Aérea, siempre que se cumplan los requisitos establecidos en la presente Orden.

El propietario u operador de ULM deberá demostrar ante el Inspector de Material de la Dirección General de Aviación Civil que le requiera para ello, que su vehículo conserva las condiciones de aeronavegabilidad con las que fue construido. En caso de que la aeronave no se encuentre en las debidas condiciones, el Inspector podrá suspender la validez del Certificado de Aeronavegabilidad, a que se refiere el mencionado artículo de la Ley de Navegación Aérea, y no se autorizará el vuelo de la aeronave hasta que se corrijan los defectos observados.

DISPOSICIONES ADICIONALES

Primera.

La construcción de las Aeronaves Ultraligeras Motorizadas se realizará de acuerdo con la presente disposición, sometiéndose en todo lo descrito a la legislación vigente.

Segunda.

Cuando se pretenda construir una aeronave y, debido a sus condiciones particulares de diseño o especiales prestaciones previstas, la presente Orden ofrezca dificultades de adaptación, corresponderá a la Dirección General de Aviación Civil la interpretación apropiada de la misma, tendente a garantizar la seguridad en vuelo, o el establecimiento, por analogía, de condiciones específicas para el caso.

Tercera.

Las aeronaves ya construidas o cuya construcción haya sido autorizada con anterioridad a fecha de entrada en vigor de esta Orden, deberán en el plazo de dos años, contados a partir de dicha fecha, adaptarse a lo dispuesto en la misma.

No obstante, cuando se demuestre que una aeronave de las referidas en el párrafo anterior no ha podido ser adaptada a los requisitos exigidos en esta Orden por causas no imputables a su propietario, y quede acreditado, mediante las oportunas verificaciones, que la aeronave reúne las condiciones necesarias de aeronavegabilidad para su utilización, la Dirección General de Aviación Civil expedirá el oportuno certificado de aeronavegabilidad con las limitaciones a que pueda haber lugar.

DISPOSICIÓN FINAL

La presente Orden entrará en vigor el mismo día de su publicación en el «Boletín Oficial del Estado».

Madrid, 14 de noviembre de 1988.

BARRIONUEVO PEÑA

Ilmo. Sr. Director general de Aviación Civil.

ANEXO

Requisitos alternativos a la realización de la prueba de caída de la estructura de la aeronave establecida en el apartado 3.3.c) del artículo 3 de la Orden de 14 de noviembre de 1988

Los interesados que opten por no realizar la prueba de caída que se requiere en el apartado 3.3.c) del artículo 3 de esta Orden deberán demostrar que la aeronave cumple con los siguientes requisitos:

1. Cargas de tierra

1.1 Generalidades.

Se considera que las cargas límite de tierra especificadas en este Anexo son las cargas externas y las fuerzas de inercia que actúan sobre la estructura del avión. Para cada condición especificada de carga de tierra, las reacciones externas habrán de equilibrarse de manera racional o conservativa con las fuerzas de inercia lineal y angular.

1.2 Tren de aterrizaje - amortiguamiento.

(a) Se determinará que el tren de aterrizaje es capaz de absorber la energía que resulte de la caída del avión, con su peso máximo permitido en el despegue, desde una altura de h cm, donde:

h = 4,1 (W/S)1/2

(siendo W el peso máximo permitido en el despegue [Kg.] y S la superficie alar [m2]) sin que se produzca el colapso de los neumáticos ni de los amortiguadores*.

(b) Se deberá establecer el cumplimiento para los ángulos de cabeceo que representan:

(i) La actitud nivelada con las ruedas principales y las de morro (en su caso) en contacto con el suelo ; (ii) La actitud nivelada con las ruedas principales en contacto con el suelo y las de morro (en su caso) salvando justamente el mismo ; (iii) La actitud de cola baja con la rueda de cola o estructura de la cola salvando justamente el suelo.

(c) Se determinará que el tren de aterrizaje delantero puede absorber energía en sentido longitudinal, según el eje del avión, hacia atrás en una cantidad equivalente al 100% de la energía que se exige que dicho tren absorba en sentido vertical de acuerdo con el apartado 1.2. (b) (ii)**.

1.3 Caso de aterrizaje - resistencia.

(a) El avión deberá contar con factores de prueba y de rotura de 1,0 y 1,5, respectivamente, en un aterrizaje con sustentación en el aire (es decir, en que la sustentación del ala es igual a su peso) en el que se aplican las cargas a través de las ruedas de la siguiente manera, siendo W el peso máximo permitido en el despegue:

(a) (1) Aterrizaje con las ruedas principales sólo aterrizaje a 1 y 2 ruedas.

En todas las posiciones, desde morro totalmente hacia arriba a rueda de morro salvando justamente el suelo, con cargas en cada rueda dentro de los siguientes límites:

Vertical: hasta 2W.

Lateral: hasta 0,5W en cualquier sentido.

Hacia delante y hacia atrás: desde 0,25W hacia delante a 0,5W hacia atrás, para ruedas sin frenos ; desde 0,4W hacia delante a 0,8 W hacia atrás para ruedas con frenos.

---

* Nota relativa a los amortiguadores.

Si las características de los amortiguadores no se ven afectadas en lo esencial por el índice de compresión, se podrán utilizar ensayos estáticos para establecer el cumplimiento con lo anterior.

** Nota relativa a la capacidad de absorción de energía del tren delantero.

A falta de un análisis mejor fundado, se podrá suponer que la energía que deberá absorber el tren de aterrizaje delantero, de acuerdo con lo dispuesto en el subapartado 1.2 (c), es el 50% de la energía total vertical correspondiente a las condiciones referidas en el subapartado 1.2 (b) (ii).

Para aterrizaje sobre una rueda, aplicándose las cargas anteriores sólo a un lateral.

(a) (2) Aterrizaje tres puntos, en que la rueda de morro y las principales se posan simultáneamente sobre la pista - cargas de las ruedas principales y de morro entre los límites siguientes:

Vertical: 1,5 W en las 3 ruedas.

Lateral: hasta 0,5 W en la de morro, 0,375 W en las principales en cualquier sentido.

Hacia delante y hacia atrás: desde 0,25W hacia delante a 0,5W hacia atrás para ruedas de morro y desde 0,1875W hacia delante a 0,375W hacia atrás para las principales.

(b) Las ruedas y patines de cola han de ser menos resistentes que la estructura del avión a la que están sujetos.

(c) Trenes de aterrizaje en línea. Para las configuraciones de tren de aterrizaje que consten de ruedas en línea, se deberá considerar a la rueda más cercana al centro de gravedad de la aeronave como la principal y este elemento deberá someterse a cargas cuyo valor es 2 veces los valores especificados en a(1) y (2). La otra rueda se deberá considerar como la de cola o de morro, en función de su situación relativa.

2. Condiciones de aterrizaje de emergencia

2.1 Generalidades.

(a) El avión, aunque dañado en una situación de aterrizaje de emergencia, deberá contar con un diseño, según lo previsto en el presente apartado, que proteja a sus ocupantes en dichas condiciones.

(b) La estructura deberá proyectarse de forma que sea razonable esperar que, en las circunstancias de aterrizaje forzoso detalladas a continuación, ningún ocupante sufra heridas graves si se utilizan adecuadamente los cinturones y arneses previstos:

(b) (1) Cada ocupante experimenta, por separado, las fuerzas últimas de inercia que corresponden a las aceleraciones indicadas en el siguiente cuadro:

Ascendente: 4,5 g Hacia adelante: 9,0 g Hacia el costado: 3,0 g Descendente: 4,5 g

(c) Todo avión que tenga un tren de aterrizaje retráctil deberá contar con un diseño que proteja a todos los ocupantes en un aterrizaje con la(s) rueda(s) retraída(s) bajo las siguientes circunstancias:

(c) (1) Una fuerza límite de inercia descendente que corresponda a una aceleración de 3 g ; (c) (2) Un coeficiente de rozamiento con el suelo de 0 ,5.

(d) La estructura de sujeción deberá proyectarse para retener, a cargas hasta los valores estipulados en el subapartado (b) (1) del presente apartado, a todo objeto que pudiera herir a los ocupantes si se soltara durante un accidente leve.

(e) Si el fallo de toda o parte de la estructura de bancada del motor pudiera resultar en que éste atravesara en su trayectoria cualquier parte del espacio reservado a la tripulación o a los depósitos de combustible, la estructura de sujeción deberá proyectarse para soportar una fuerza de inercia correspondiente a una aceleración de 15 g en dicho sentido.

(f) Los depósitos de combustible deberán tener capacidad para retener su contenido en las condiciones de inercia estipuladas en el subapartado (b) (1).

3. Otras cargas

3.1 Cargas correspondientes a masas unitarias.

Los medios de sujeción para todas las masas unitarias que formen parte del equipo del avión (incluso el lastre*) deberán proyectarse para soportar las cargas correspondientes a los factores de carga máxima nominal que resultan de las cargas de vuelo y terrestres establecidas, incluyendo las condiciones de aterrizaje de emergencia previstas en el apartado 2.1.

---

* Nota relativa al lastre.

El lastre, que incluye el lastre desmontable, pero no se limita a éste, se considerará como parte del equipo del avión, por lo que le serán aplicables los requisitos de los apartados 2.1 (d) y 3.1.

Este texto consolidado no tiene valor jurídico.
Más información en info@boe.es